第41卷 第6期
2024年12月
应 用 力 学 学 报
Chinese Journal of Applied Mechanics
Vol. 41 No. 6
Dec. 2024

文章编号:1000-4939(2024)06-1282-06

抛物线翼缝对风力机翼型气动性能影响

张唯[1],叶舟[1,2],李春[1,2],刘亚锁[1]

(1.上海理工大学能源与动力工程学院,200093 上海;
2.上海市动力工程多相流动与传热重点实验室,200093 上海)

摘 要:为了有效提升翼型气动性能,针对被动流动控制方式,以S809翼型为基础研究对象,对其构建抛物线翼缝,翼缝出入口均在翼型压力面上。通过计算流体力学的数值模拟方法,研究抛物线翼缝入口位置与出口位置距离翼型前缘的长度、顶点位置距离翼型弦线的高度以及翼缝宽度对抛物线翼缝翼型气动性能的影响,并结合流场结构分析翼缝的作用机理。研究结果表明:在各攻角下,抛物线翼缝翼型的升力系数表现优于原始翼型,12°~18°攻角下,抛物线翼缝翼型升阻比均大于原始翼型,最大增幅约为10.2%。据流场分析,翼缝产生的压力使翼型整体压力差变大,是抛物线翼缝翼型气动性能提升的主要原因。

关键词:翼型;抛物线翼缝;气动性能;流场

中图分类号:TK83 **文献标志码**:A **DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2024.06.007

Influence of parabolic slot on aerodynamic performance of wind turbine airfoil

ZHANG Wei[1],YE Zhou[1,2],LI Chun[1,2],LIU Yasuo[1]

(1. School of Energy and Power Engineering,University of Shanghai for Science and Technology,200093 Shanghai,China;
2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering,200093 Shanghai,China)

Abstract:In order to effectively improve the aerodynamic performance of the airfoil,the S809 airfoil is taken as the basic research object for passive flow control mode,and the parabolic wing slots are constructed. The inlet and outlet of the slots are both on the airfoil pressure surface. In addition to the influence of the inlet and outlet positions of parabolic slots on the aerodynamic performance of the airfoil,the influence of the width of the slots at the vertex position is also studied by the numerical simulation method of computational fluid dynamics,and the mechanism of the slots is analyzed by combining the flow field structure. The results show that the lift coefficient of the parabolic slots is better than that of the original airfoils at various angles of attack,and the lift-drag ratio of the parabolic slots is greater than that of the original airfoils at angles of attack from 12° to 18°,with the maximum increase of about 10.2%. According to the flow field analysis,the pressure generated by the slots increases the overall pressure difference of the airfoil,

收稿日期:2022-02-25 **修回日期**:2022-10-19
基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 51976131;51676131);上海"科技创新行动计划"地方院校能力建设资助项目(No. 19060502200)
通信作者:叶舟,副研究员。E-mail:worren_zhang@163.com
引用格式:张唯,叶舟,李春,等.抛物线翼缝对风力机翼型气动性能影响[J].应用力学学报,2024,41(6):1282-1287.
ZHANG Wei,YE Zhou,LI Chun,et al. Influence of parabolic slot on aerodynamic performance of wind turbine airfoil[J]. Chinese journal of applied mechanics,2024,41(6):1282-1287.

which is the main reason for the improvement of the aerodynamic performance of the parabolic slots.

Key words: airfoil; parabolic wing slot; aerodynamic performance; flow field

近年,风能因清洁可再生的优势被大规模开发利用[1-2],风力机是捕获风能的主要设备[3],翼型作为风力机叶片的基本单元,其空气动力学特性决定风能利用效率[4]。因此,目前的研究致力于改变翼型形状或在叶片表面安装附加组件进行流动控制,改变翼型周围气体的流动,从而提升风力机气动性能。主动流动控制和被动流动控制是风力机翼型的两种控制方式[5]。其中被动流动控制仅需要改变翼型本身结构,无需外部能量输入或者复杂的控制设备等[6]。被动流动控制的方法通常有:开翼缝、安装格尼襟翼、加装涡流发生器等[7-9]。国内外学者对于在翼型表面开翼缝这一被动流动控制技术进行了大量研究。周伟等[10]通过在 S809 翼型压力面与吸力面处开直线翼缝,改变翼型周围涡量的产生和变化,研究发现直线翼缝不仅可以延缓失速,并且能有效提升气动性能。PRINCE 等[11]通过实验研究翼缝开口在压力面,出口在吸力面的翼型,结果证明翼缝对风力机翼型气动性能的提升有一定作用。BELAMADI 等[12]通过数值模拟在 S809 翼型上开直线翼缝,并分析了翼缝位置、宽度和角度等参数对翼型气动性能的影响,发现合理选择翼缝参数会更有效提升翼型气动性能。张立军等[13]基于数值模拟讨论了弧线翼缝对风力机翼型气动性能的影响,结果显示弧线形状的翼缝能够提升翼型气动性能。杨瑞等[14]通过数值模拟分析缝隙位置、宽度和斜率对开缝翼型气动性能的影响。结果表明:当开缝位置位于分离点附近时,翼型气动性能最优;当缝隙宽度为弦长的 2% 时,翼型气动性能最优;当缝隙和弦线的夹角为 75°时,翼型气动性能最优。上述研究中翼缝的开口皆在翼型压力面与吸力面上。BEYHAGHI 等[15]通过风洞实验在风力机叶片上开翼缝,为进出口均在压力面上的 L 型翼缝,结果表明其对翼型升力系数有一定的提升作用,且阻力系数增加不明显。ACARER[16]在 DU12W262 翼型上应用此 L 型翼缝,通过实验及数值模拟发现在失速范围内可提升最大升阻比,且对水平轴与垂直轴风力机的风能利用系数均有提升作用。目前有大量研究证明,翼缝具有改善风力机翼型气动性能的作用,翼缝形状对翼型气动性能的改善有重要影响,但大多翼缝形状的研究为直线翼缝,曲线翼缝的研究则相对较少。综上,本研究提出在翼型表面开曲线翼缝,使翼缝出入口均位于翼型压力面,开口向下的抛物线翼缝恰好满足翼缝入口在翼型压力面前缘,出口位于压力面后缘的要求。本研究通过计算流体力学(computational fluid dynamics,CFD)方法研究抛物线翼缝对风力机翼型气动性能的影响,并结合流场结构分析其机理。

1　气动参数

评价翼型气动性能优劣的重要参数通常包括升力系数 C_L、阻力系数 C_D、升阻比 C_L/C_D。C_L、C_D计算公式为

$$C_L = \frac{F_L}{0.5\rho W^2 c},$$

$$C_D = \frac{F_D}{0.5\rho W^2 c}$$

式中:F_L 为升力(N);F_D 为阻力(N);ρ 为密度(kg/m^3);W 为相对翼型的来流速度(m/s);c 为翼型弦长(m)。

翼型表面压力系数 C_p是由翼型表面压强与无穷远处压强的差除以动压得到的无量纲参数。当翼型上下表面的压力系数之差越大,则表示翼型所受到的升力越大,翼型具有更好的气动性能。压力系数定义为

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{0.5\rho W^2}$$

式中:P 为翼型表面压强(Pa);P_∞ 为无穷远处压强(Pa)。

2　数值计算

2.1　翼型模型及网格划分

本研究模型如图 1 所示,基于 S809 翼型,以抛物线方程 $Y = AX^2 + BX + C\,(A \neq 0)$ 上下平移得到翼缝。图 1 中:d_1为翼缝入口位置到翼型前缘的距离;d_2为翼缝出口位置到翼型前缘的距离;p 为抛物线顶点;k 为抛物线顶点到翼型弦线的距离;w 为翼缝宽度;c 为翼型弦长。通过改变翼缝进出口及顶点位置,得到不同的抛物线方程,并基于以上参数的变化进行数值模拟,从而探究翼缝结构的改变对翼型气动性能的影响。通过 ICEM CFD 软件进行 C 型结构

化网格划分，图 2 为抛物线翼缝翼型的整体网格，以及其进出口位置的局部网格。为便于湍流模型捕捉边界层流动，翼型首层网格高度为 1.2×10^{-5} m，网格增长率为 1.02，对应网格壁面率 y^+ 值约为 1。

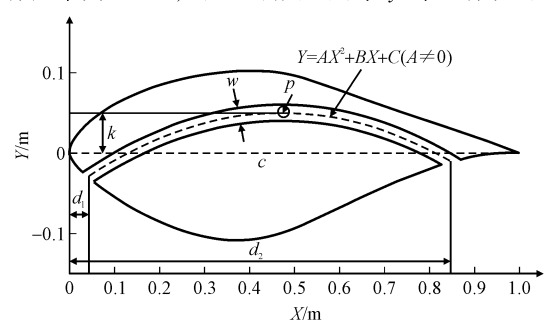


图 1 抛物线翼缝翼型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of parabolic slotted airfoil

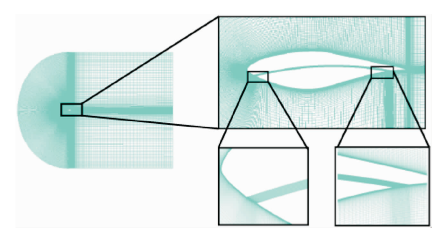


图 2 翼型网格划分

Fig. 2 Airfoil mesh division

2.2 计算方法及边界条件

本研究中抛物线翼缝翼型数值模拟的控制方程为二维定常不可压缩的 N-S 方程，求解器为基于压力的定常求解器，选用基于 SIMPLEC 的压力-速度解耦算法，湍流模型为 SST k-ω 模型，方程离散格式采用二阶迎风格式，计算残差收敛精度为 10^{-6}。计算域及边界条件如图 3 所示。

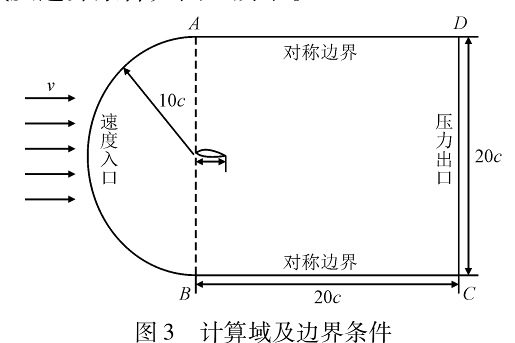


图 3 计算域及边界条件

Fig. 3 Calculation domain and boundary conditions

边界 AB 为计算域速度入口，来流速度 v = 15 m/s，距离翼型前缘位置为 10c，边界 CD 为计算域压力出口，距离翼型前缘为 20c，AD 和 BC 为对称边界，宽度为 20c，翼型表面设置为壁面，翼型弦长 c = 1 000 mm，雷诺数 $Re=1\times10^6$，空气密度为 ρ = 1.225 kg/m^3，动力黏度为 $\mu=1.789\,4\times10^{-5}$kg/(m·s)。

2.3 适应性验证

基于 S809 翼型进行气动性能分析，首先，对其进行网格数量的无关性验证，攻角范围为 0° ~ 18°，分别采用 7.2 万、12.2 万、16.8 万网格数量进行气动性能数值模拟。结果如图 4 所示，当攻角小于 8°时，不同数量的网格计算得出的升、阻力系数差别不大，但是当攻角大于 8°时，7.2 万网格与其他不同数量的网格相比，其升力系数与阻力系数开始产生较大偏差，12.2 万网格与 16.8 万网格在各攻角下的升力系数与阻力系数近乎相同。因此，为了既满足计算精度要求又节约计算资源，本研究数值模拟的网格数量采用 12.2 万为宜。

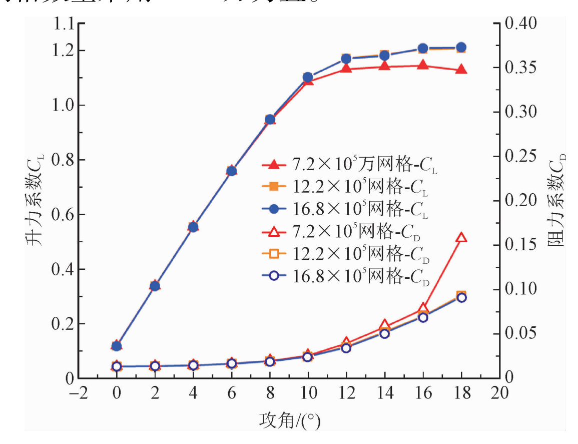


图 4 网格数量无关性验证

Fig. 4 Verification of grid number independence

其次，采用与实验相同的雷诺数($Re=1\times10^6$)[17]，攻角范围为 0° ~ 18°，将其数值模拟结果与实验值[18]进行对比。结果如图 5 所示。

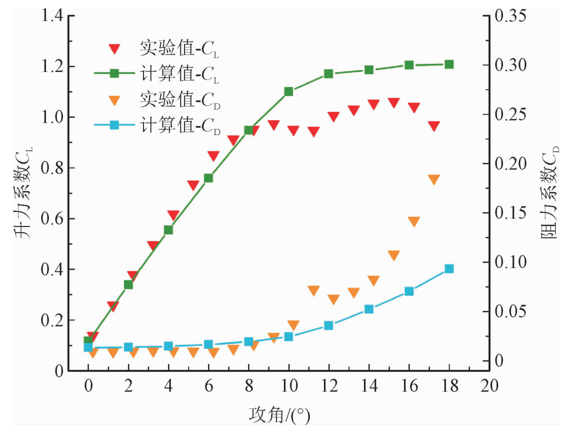


图 5 升力系数和阻力系数实验值与计算值比较

Fig. 5 Comparison of lift and drag coefficients between calculated and experimental results

在小攻角下，翼型升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 与

实验值基本吻合;在大攻角下,受流动分离影响,仅靠二维非定常数值计算方法不足以精确模拟实际三维过程,虽存在误差,但已准确捕获其流动趋势,足够为本研究后续研究提供参考。

3　计算结果分析

分别对抛物线翼缝的 4 大特征参数控制变量后进行数值计算,分为 4 种情况。

情况 1 为

d_1为 0.5%c、2.0%c 和 4.0%c,d_2 =90%c,k = 5%c,w =1%c。

情况 2 为

d_2为 80%c、90%c 和 95%c,d_1 =4%c,k =5%c,w =1%c。

情况 3 为

k 为2.5%c、5.0%c 和7.5%c,d_1 = 4%c,d_2 = 90%c,w =1%c。

情况 4 为

w 为1%c、2%c 和 5%c,d_1 = 4%c,d_2 = 90%c,k =5%c。

以上 4 种情况在各攻角下的升力系数与阻力系数变化如图 6 所示。

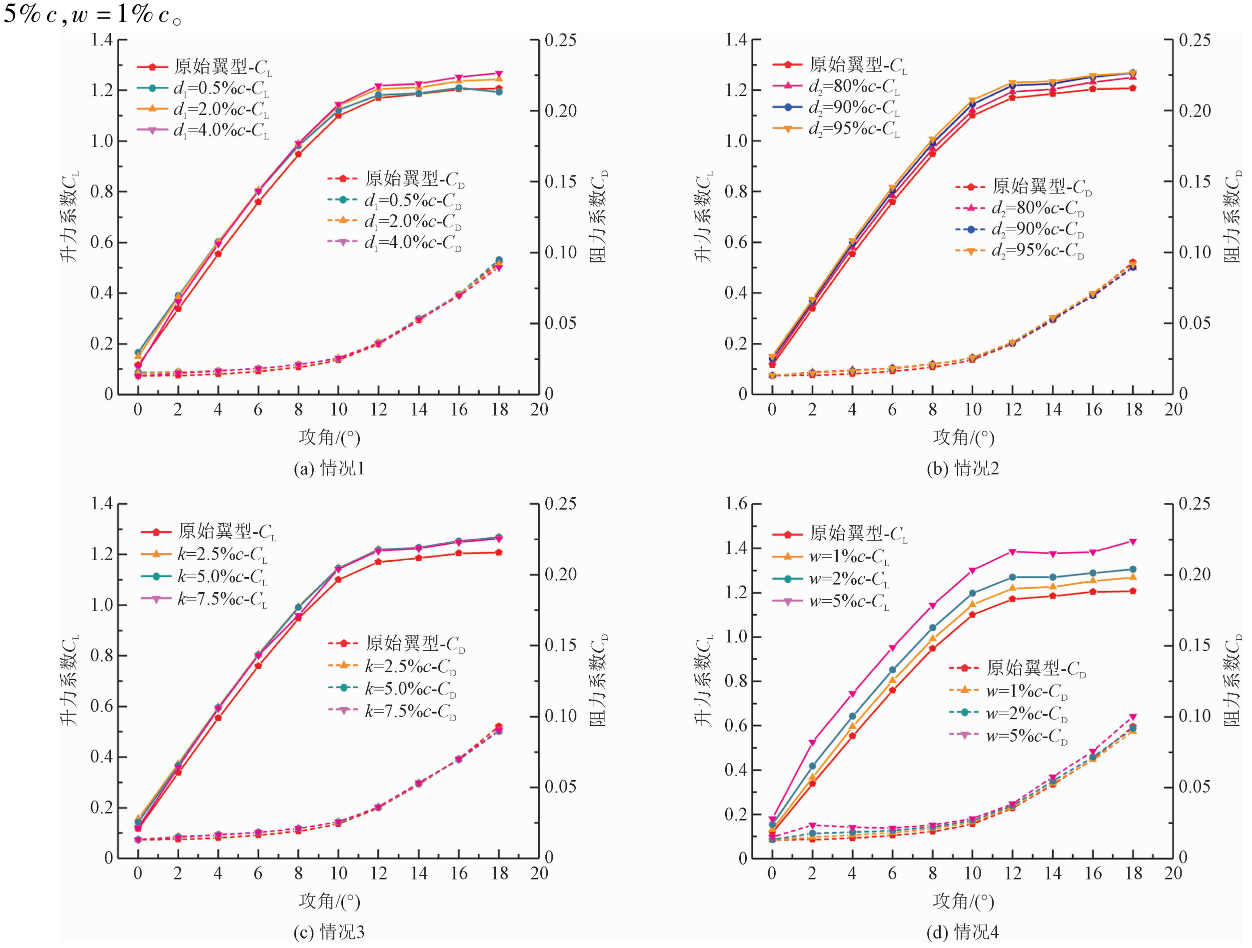


图 6　抛物线翼缝翼型与原始翼型气动性能变化

Fig. 6　Aerodynamic performance changes of parabolic slot airfoil and original airfoil

如图 6 所示,各情况的升力系数均优于原始翼型,说明以上参数是影响抛物线翼缝的主要参数。由情况 1 看出,当攻角为 0° ~6°时,翼缝入口位置 d_1 越靠近翼型前缘,其升力系数增幅越大,最大增幅约为 42%;当攻角为 6° ~18°时,翼缝入口位置越远离翼型前缘,其升力系数增幅越大。由于翼缝入口位置在翼型压力面上,其位置越靠近前缘位置,小攻角下气体更易流入翼缝,对翼型气动性能提升越大,而大攻角下翼缝需远离翼型前缘,气体才更易流入翼缝,提升翼型气动性能。由情况 2 可知,翼缝出口 d_2 到翼型前缘距离越大,其升力系数也越大,当 d_2 = 95%c时,升力系数相对原始翼型最大增幅约为 27.2% 。小攻角下,其阻力系数均大于原始翼型,随着攻角的增大,其阻力系数与原始翼型逐渐接近。由情况 3 可知,在小攻角下,抛物线翼缝顶点距离翼型弦线越近,其升力系数增幅越大,当 k =2.5%c时,

其最大增幅约为 33%；在大攻角下，抛物线翼缝顶点距离弦线高度的变化对翼型升力系数影响不明显，随攻角的增大，其升力系数的变化逐渐趋于一致。由情况 4 可知，翼缝宽度越大，其升力系数增幅越大，$w=5\%c$时的升力系数增幅较之$1\%c$和$2\%c$两种宽度的翼缝更大。

由图 7 可知，在各情况下，在攻角为 0°~10°时，抛物线翼缝对于翼型升阻比的增幅均为负数，仅当攻角为 0°时，在 d_1为$0.5\%c$与$2\%c$的情况下，翼缝对于翼型的气动性能提升有帮助，当攻角为 12°~18°时，除 $d_1=0.5\%c$以外，其他情况下的升阻比均大于原始翼型，因此，翼缝入口位置对于翼型的气动性能影响较大，在选择翼缝入口位置时，不宜过于靠前，也不宜靠后，应该保证在各攻角下，气流都可以流入翼缝。在大攻角下，抛物线翼缝对于翼型气动性能提升较大，宽度越大的翼缝翼型升阻比提升越明显，宽度为$5\%c$的翼缝可使翼型升阻比在 18°攻角提升约 10.2%，而翼缝出口位置变化和顶点位置变化后的升阻比与参考值均较为接近。综上情况，抛物线翼缝参数中宽度和翼缝入口位置对翼型升阻比影响较大，翼缝出口和顶点位置其次。

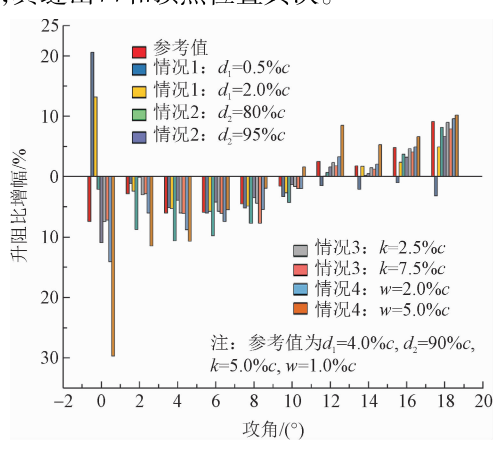


图 7 抛物线翼缝较原始翼型升阻比增幅

Fig. 7 Growth rate of lift-drag ratio of parabolic slot compared with original airfoil

图 8 为 16°攻角下，$d_1=4\%c$，$d_2=90\%c$，$k=5\%c$，$w=1\%c$的抛物线翼缝翼型与原始翼型的速度云图，抛物线翼缝对翼型吸力面的速度变化影响均不大，其主要影响在翼型压力面。对比 X 方向上的速度云图可知，抛物线翼缝翼型压力面速度由 14 m/s增大至 18 m/s；从 Y 方向上速度云图可以看出，当气体流入翼缝后，速度逐渐减小。

由图 9 可知，当气体流过翼型压力面时，由于翼缝的存在，改变气体流动的方向，使原本沿压力面流动的高压气体一部分流入翼缝，由于抛物线翼缝开口向下，气体进入翼缝后的上升过程中，在翼缝入口处形成了涡旋，这是因为翼缝上下壁面的黏性作用产生流动分离，这也解释出上述 Y 方向上翼缝中流体速度逐渐减小的原因。

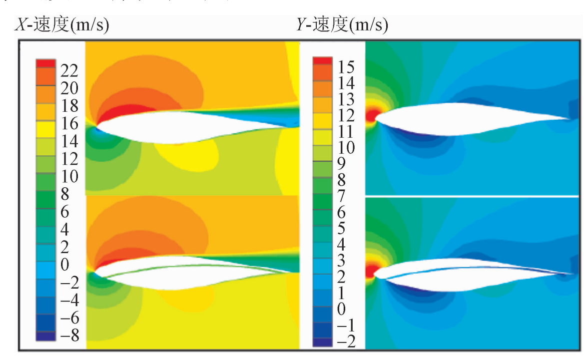


图 8 抛物线翼缝翼型与原始翼型 X 与 Y 方向速度云图

Fig. 8 Velocity chart of slotted and original airfoil in X and Y directions

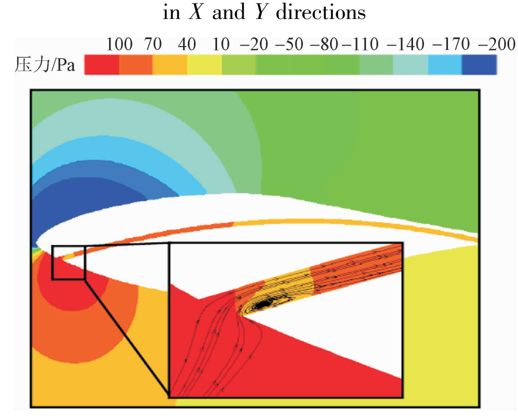


图 9 抛物线翼缝翼型压力云图

Fig. 9 Parabolic slot airfoil pressure nephogram

图 10 是抛物线翼缝翼型与原始翼型的表面压力系数图。

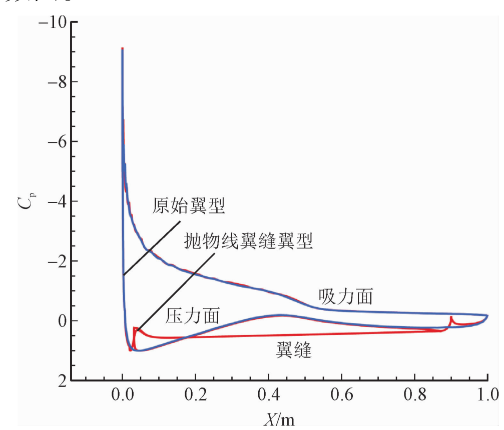


图 10 抛物线翼缝翼型与原始翼型压力系数图

Fig. 10 Pressure coefficient diagram of parabolic slot and original airfoil

对比可知，抛物线翼缝翼型的压力差大于原始

翼型,当高压气体进入翼缝时,对翼缝的壁面施加了压力,翼缝所产生的压力则是提升翼型整体压力差的主要部分,由于翼缝的存在,使其压力差大于原始翼型,从而增大翼型的升力。

4 结 论

1)抛物线翼缝翼型的单一参数变量无法准确解释其作用机理,其气动性能由入口位置、出口位置、顶点位置以及翼缝宽度共同决定。

2)抛物线翼缝翼型相比原始翼型可以在各攻角下提高升力系数,随攻角的增加,阻力系数逐渐小于原始翼型,因而升阻比增大,在大攻角下最大增幅约为 10.2% 。

3)抛物线翼缝的设计使翼型压力面的高压气体流入翼缝,对翼缝壁面施加压力,增大翼型整体的压力差。翼缝入口位置在小攻角下靠近翼型前缘和大攻角下远离翼型前缘可使气体更易流入翼缝,提升其气动性能。

参考文献:

[1] OZLU S, DINCER I. Development and analysis of a solar and wind energy based multigeneration system[J]. Solar energy,2015,122:1279-1295.

[2] SIOZOS-ROUSOULIS L, LACOR C, GHORBANIASL G. A flow control technique for noise reduction of a rod-airfoil configuration [J]. Journal of fluids and structures,2017,69:293-307.

[3] FUGLSANG P,BAK C. Development of the Risø wind turbine airfoils[J]. Wind energy,2004,7(2):145-162.

[4] 叶舟,郝文星,祖红亚,等. 尾缘修剪对风力机翼型气动性能的影响[J]. 动力工程学报,2015,35(7):593-598.
YE Zhou, HAO Wenxing, ZU Hongya, et al. Influence of trailing edge trim on aerodynamic performance of the wind turbine airfoil [J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2015, 35 (7):593-598(in Chinese).

[5] 朱海天,郝文星,李春,等. 吹气控制策略对垂直轴风力机气动性能的影响[J]. 热能动力工程,2018,33(10):119-126.
ZHU Haitian, HAO Wenxing, LI Chun, et al. The impact of air-blowing control strategy on aerodynamic performance of vertical axis wind turbine [J]. Journal of engineering for thermal energy and power,2018,33(10):119-126(in Chinese).

[6] 向斌,缪维跑,李春,等. 垂直轴风力机叶片尾缘主动式格尼襟翼气动效率研究分析[J]. 热能动力工程,2020,35(4):242-250.
XIANG Bin, MIAO Weipao, LI Chun, et al. Research of aerodynamic efficiency of active gurney flaps on the trailing edge of vertical axis wind turbine blades[J]. Journal of engineering for thermal energy and power,2020,35(4):242-250(in Chinese).

[7] 徐璋,王茜,皇甫凯林,等. 襟翼对垂直轴风力机性能影响的数值模拟[J]. 动力工程学报,2011,31(9):715-719.
XU Zhang, WANG Qian, HUANG FU Kailin, et al. Influence of various flaps on performance of vertical axis wind turbines[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2011, 31 (9): 715-719(in Chinese).

[8] LE PAPE A, COSTES M, RICHEZ F, et al. Dynamic stall control using deployable leading-edge vortex generators[J]. AIAA journal, 2012,50(10):2135-2145.

[9] COŞOIU C I, GEORGESCU A M, DEGERATU M, et al. Numerical predictions of the flow around a profiled casing equipped with passive flow control devices[J]. Journal of wind engineering and industrial aerodynamics,2013,114:48-61.

[10] 周伟,叶舟,王治红,等. 水平轴风力机分裂翼型气动特性数值模拟[J]. 动力工程学报,2019,39(6):478-485.
ZHOU Wei, YE Zhou, WANG Zhihong, et al. Numerical simulation on aerodynamic characteristics of the split airfoil for horizontal axis wind turbines[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering,2019,39(6):478-485(in Chinese).

[11] PRINCE S A, BADALAMENTI C, REGAS C. The application of passive air jet vortex-generators to stall suppression on wind turbine blades[J]. Wind energy,2017,20(1):109-123.

[12] BELAMADI R, DJEMILI A, ILINCA A, et al. Aerodynamic performance analysis of slotted airfoils for application to wind turbine blades[J]. Journal of wind engineering and industrial aerodynamics,2016,151:79-99.

[13] 张立军,马东辰,顾嘉伟,等. 翼缝形状对垂直轴风力机翼型气动性能的影响[J]. 中南大学学报(自然科学版),2019,50(8):1848-1856.
ZHANG Lijun, MA Dongchen, GU Jiawei, et al. Influence of shape of slotted airfoil on aerodynamic performance of vertical axis wind turbine[J]. Journal of Central South University(science and technology),2019,50(8):1848-1856(in Chinese).

[14] 杨瑞,杨胜兵,孙霞阳,等. 开缝对风力机翼型空气动力学特性的影响[J]. 应用力学学报,2021,38(1):70-77.
YANG Rui, YANG Shengbing, SUN Xiayang, et al. Effect of slits on aerodynamic characteristics of wind-driven airfoil[J]. Chinese journal of applied mechanics,2021,38(1):70-77(in Chinese).

[15] BEYHAGHI S, AMANO R S. A parametric study on leading-edge slots used on wind turbine airfoils at various angles of attack[J]. Journal of wind engineering and industrial aerodynamics, 2018, 175:43-52.

[16] ACARER S. Peak lift-to-drag ratio enhancement of the DU12W262 airfoil by passive flow control and its impact on horizontal and vertical axis wind turbines[J]. Energy,2020,201:117659.

[17] RAMSAY R R, JANISZEWSKA J M, GREGOREK G M. Wind tunnel testing of an S809 aileron model[C]//Energy Week 96: American Society of Mechanical Engineers and American Petroleum Institute Energy Week Conference and Exhibition. Houston: Office of Scientific and Technical Information,1996:372134.

[18] SOMERS D M. Design and experimental results for the S809 airfoil [EB/OL]. (1997-01-01)[2021-04-02]. https://www.osti.gov/biblio/437668/.

(编辑 李坤璐)